

ТАРИРОВКА АКСЕЛЕРОМЕТРОВ БИНС ПРИ ВЕКТОРНОМ СОГЛАСОВАНИИ С ВЫСОКОТОЧНОЙ ИНС

Галамай А.А.

АО «Научно-производственное объединение автоматики им. академика Н.А. Семихатова», Екатеринбург, Россия (620075, Екатеринбург, ул. Мамина-Сибиряка, 145), e-mail: avt@npoa.ru

Аннотация — В данной работе рассматривается метод тарировки акселерометров БИНС при векторном согласовании с высокоточной инерциальной навигационной системой на основе гиростабилизированной платформы. Представлены результаты отработки такого метода для тарировки 4-х акселерометров БИНС (случай избыточного числа датчиков), полученные с помощью математического моделирования. Модель блока акселерометров и их точностные характеристики брались соответствующие прибору КИНД34-059, разрабатываемому НИИ ПМ им. академика В.И. Кузнецова для перспективных СУ на основе БИНС.

CALIBRATION ANGULAR VELOCITY SENSORS STRAPDOWN INS BY VECTOR ACCORDANCE WITH PRECISION INS

Galamay A.A.

Scientific and Production Association of automatics named after Academician N.A. Semikhatov, Yekaterinburg, Russia (620075, Mamina-Sibiryka st., 145), e-mail: avt@npoa.ru

Abstract — In this work the results of calibration four accelerometers of SINS by vector accordance with precision inertial navigation system are obtained by means of mathematical modeling. Model of accelerometers unit and precision characteristics were taken appropriate instrument KIND34-059 being developed by SRI AP named after Academician V.I. Kuznetsova looking for CS on the basis of SINS.

I. Введение

В настоящее время высокоточные инерциальные навигационные системы (ИНС) подвижных объектов строятся в традиционном исполнении, обеспечивающем приемлемую точность и стабильность работы системы, например, путем установки акселерометров на гиростабилизированной платформе (ГСП), которая представляет собой сложную систему точной механики, обладает значительными энергопотреблением, габаритами, массой и высокой стоимостью. Развитие современной техники обуславливает тенденцию массогабаритной миниатюризации ИНС, а появление высокоскоростных цифровых вычислительных систем, микромеханических акселерометров и датчиков угловой скорости (ДУС) приводит к большему спросу на бесплатформенные инерциальные навигационные системы (БИНС).

Наличие систематических составляющих погрешностей датчиков БИНС (акселерометров и ДУС), случайно возникающих от запуска к запуску прибора и на порядки отличающихся от стабильности этих составляющих в запуске, требуют проведения тарировок датчиков БИНС в запуске. Один из подходов к решению такой задачи — это применение метода векторного согласования БИНС с высокоточной инерциальной ИНС. Такой метод находит применение

в системах управления (СУ) космических аппаратов, разгонных блоков и др. видах космической техники, имеющих участок выведения, формируемый СУ ракеты-носителя (РН) с высокими требованиями по точности. В таких СУ используется ГСП, которая в настоящее время является основой для высокоточных ИНС.

Для упомянутых выше видов космической техники метод векторного согласования БИНС с высокоточной ИНС позволяет осуществить тарировку датчиков БИНС в полете на участке выведения. Теоретическое обоснование такого подхода с результатами математического моделирования рассмотрены в работах [1, 2]. В первой рассматривается возможность тарировки ДУС БИНС путем векторного согласования параметров ориентации, а для акселерометров — по кажущейся скорости в проекциях на оси инерциальной системы координат; во второй — только для акселерометров — по кажущейся скорости

в проекциях на оси чувствительности акселерометров, образующих связанную систему координат.

Преимуществом подхода, когда векторное согласование осуществляется по проекциям на оси чувствительности датчиков, является его применение для БИНС с избыточным числом датчиков (> 3). В настоящей работе представлены результаты, полученные с помощью математического моделирования, тарировки 4-х акселерометров БИНС при векторном согласовании с высокоточной ИНС по приращениям интегралов от кажущегося ускорения в проекциях на оси чувствительности акселерометров БИНС. Математическое моделирование проводилось по телеметрической информации ГСП одного из пусков РН «Союз-2».

II. Математическая модель блока акселерометров БИНС и точностные характеристики МА

Математическая модель блока акселерометров соответствует прибору КИНД34-059 разработки НИИ ПМ им. академика В.И. Кузнецова. В состав данного прибора

входят 4 маятниковых акселерометра (МА): А1 ÷ А4, схема ориентации их осей чувствительности относительно корпусной системы координат, связанной с установочными элементами корпуса прибора, показана на рисунке 1.

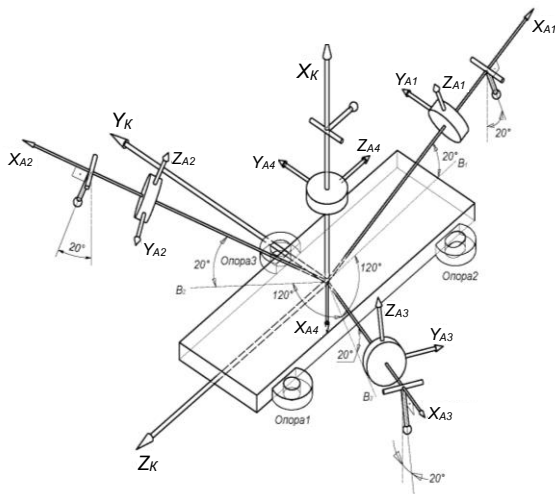


Рис. 1. Схема ориентации осей чувствительности относительно корпусной системы координат, связанной с установочными элементами корпуса прибора.

На рисунке 1 показано следующее:

- направления осей корпусной системы координат $OX_K Y_K Z_K$ — это система, у которой плоскость $OY_K Z_K$ задается установочной плоскостью — основанием прибора, направление оси OZ_K задается точным отверстием — «Опора1» и точным пазом — «Опора2», ось OX_K дополняет систему координат до правой ортогональной;
- направления OX_{A1} , OX_{A2} и OX_{A3} — осей чувствительности МА А1, А2 и А3, которые в номинальном положении составляют угол 20 угл. град со своими проекциями на плоскость $OY_K Z_K$, при этом угол между проекциями — 120 угл. град;
- направление OX_{A4} — оси чувствительности МА А4, которое в номинальном положении противоположно направлению оси OX_K корпусной системы координат;
- направления дополнительных осей к осям чувствительности: $OY_{A1} \div OY_{A4}$ и $OZ_{A1} \div OZ_{A4}$, которые находят применение для построения функций влияния погрешностей ориентации осей чувствительности МА.

В соответствии с данной схемой для дальнейших построений мы будем использовать следующие матрицы, определяющие номинальную ориентацию осей чувствительности МА А1 ÷ А4:

$$O1 = \begin{pmatrix} \cos 70^\circ & 0 & \sin 70^\circ \\ 0 & 1 & 0 \\ -\sin 70^\circ & 0 & \cos 70^\circ \end{pmatrix},$$

$$O2 = \begin{pmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos 120^\circ & -\sin 120^\circ \\ 0 & \sin 120^\circ & \cos 120^\circ \end{pmatrix} \cdot \begin{pmatrix} \cos 70^\circ & 0 & \sin 70^\circ \\ 0 & 1 & 0 \\ -\sin 70^\circ & 0 & \cos 70^\circ \end{pmatrix}$$

$$O3 = \begin{pmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos 120^\circ & \sin 120^\circ \\ 0 & -\sin 120^\circ & \cos 120^\circ \end{pmatrix} \cdot \begin{pmatrix} \cos 70^\circ & 0 & \sin 70^\circ \\ 0 & 1 & 0 \\ -\sin 70^\circ & 0 & \cos 70^\circ \end{pmatrix}$$

$$O4 = \begin{pmatrix} \cos 180^\circ & 0 & -\sin 180^\circ \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin 180^\circ & 0 & \cos 180^\circ \end{pmatrix}.$$

Данные матрицы характеризуются тем, что их первые столбцы являются направляющими косинусами (в корпусной системе координат) осей чувствительности МА: $OX_{A1} \div OX_{A4}$, вторые столбцы — направляющие косинусы дополнительных осей: $OY_{A1} \div OY_{A4}$, третьи — направляющие косинусы осей $OZ_{A1} \div OZ_{A4}$.

Учет погрешностей ориентации осей чувствительности МА будем выполнять по формуле, соответствующей двум последовательным малым поворотам вокруг дополнительных к оси чувствительности осей относительно их номинальной ориентации:

$$Ok_{-} = Ok \cdot \begin{pmatrix} \cos \delta \alpha_k & 0 & \sin \delta \alpha_k \\ 0 & 1 & 0 \\ -\sin \delta \alpha_k & 0 & \cos \delta \alpha_k \end{pmatrix} \cdot \begin{pmatrix} \cos \delta \beta_k & -\sin \delta \beta_k & 0 \\ \sin \delta \beta_k & \cos \delta \beta_k & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{pmatrix} \quad (1)$$

где $\delta \alpha_k$ — характеризует отклонение оси чувствительности МА А_k, $k = 1 \div 4$, от номинального положения в плоскости, проходящей через ось OX_K и ось OX_{Ak} (в номинальной ориентации); $\delta \beta_k$ — характеризует отклонение оси чувствительности МА А_k, $k = 1 \div 4$, от плоскости, проходящей через ось OX_K и ось OX_{Ak} .

В состав погрешностей любых измерителей также входят погрешность масштабного коэффициента и погрешность «нулевого» сигнала. Учет данных погрешностей при пересчете измерительной информации, поступающей из прибора в виде ΔWk — приращений за интервал Δt интегралов от проекций кажущегося ускорения на оси чувствительности МА А_k, $k = 1 \div 4$, будем выполнять по следующей формуле:

$$\Delta Wk_{-} = (1 + \delta \rho k) \cdot \Delta Wk - \tau k \cdot \Delta t, \quad k = 1 \div 4 \quad (2)$$

где $\delta\rho k$ — погрешность масштабного коэффициента, τk — погрешность «нулевого» сигнала МА Ак.

Точностные характеристики МА.
Точностные требования к МА прибора КИНД34-059 представлены в таблице 1.

Таблица 1.

Точностные требования к МА прибора КИНД34-059	
Наименование параметра	Предельное отклонение (3 · с.к.о.)
Погрешность взаимной ориентации осей чувствительности, угл. с - от запуска к запуску - в запуске	15 7.5
Погрешность масштабного коэффициента, % - от запуска к запуску - в запуске	0.015 0.005
Погрешность «нулевого» сигнала, м/с ² - от запуска к запуску - в запуске	0.0015 0.0005

II. Тарировка МА БИНС по информации от ГСП

Постановка задачи тарировки. Под тарировкой МА будем понимать задачу оценивания погрешностей МА: $\delta\alpha_k, \delta\beta_k, \delta\rho k, \tau k$, $k = 1 \div 4$ (16 параметров), описанных в предыдущем разделе. Для ее решения будем использовать метод рекуррентного оценивания, применяемый для решения системы линейных уравнений $\vec{z} = H \cdot \vec{x} + \vec{v}$, описывающей в первом приближении влияние погрешностей МА на отклонение от измеряемой величины. Здесь \vec{z} — невязка параметров, по которым выполняется векторное согласование; \vec{x} — вектор оценок погрешностей МА; H — матрица функций влияния погрешностей МА на невязку \vec{z} ; \vec{v} — остаток, имеющий случайных характер и рассматриваемый как шум.

Формулы для расчета невязки параметров, по которым выполняется векторное согласование. В качестве компонент невязки \vec{z} берутся следующие разности:

$$z_k^{(n)} = \int_{\Delta T/\Delta t}^{\Delta T} \text{Pr}_{OX_{Ak}} \vec{W}_1(t_{n-1} + \tau) d\tau - \sum_{i=1}^{\Delta T/\Delta t} \Delta W k(t_{n-1} + (i-1) \cdot \Delta t), \quad (3)$$

$k = 1 \div 4, \dots, n = 1, 2, 3, \dots$

где $z_k^{(n)}$ — k -я компонента вектора \vec{z} в n -м цикле оценивания погрешностей; ΔT — длительность цикла, с которым выполняется оценивание; \vec{W}_1 — кажущееся ускорение в проекциях на оси базовой (связанной) системы координат ГСП; $\text{Pr}_{OX_{Ak}} \vec{W}_1$ — проекция кажущегося ускорения \vec{W}_1 на ось чувствительности МА Ак; t_n — моменты времени, на которые осуществляется оценивание; $\Delta W k$ —

приращение за интервал Δt интеграла от проекции кажущегося ускорения на ось чувствительности МА Ак, входит в состав информации, поступающей из блока МАБИНС.

Для расчета интеграла в первом слагаемом в (3) используются следующие формулы 1 для компонент кажущегося ускорения \vec{W}_1 :

$$B(t) = \begin{pmatrix} 0 & 1 & 0 \\ 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & -1 \end{pmatrix} \cdot \begin{pmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos \varphi(t) & -\sin \varphi(t) \\ 0 & \sin \varphi(t) & \cos \varphi(t) \end{pmatrix} \cdot \begin{pmatrix} \cos \psi(t) & 0 & -\sin \psi(t) \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin \psi(t) & 0 & \cos \psi(t) \end{pmatrix} \cdot \begin{pmatrix} \cos \vartheta(t) & -\sin \vartheta(t) & 0 \\ \sin \vartheta(t) & \cos \vartheta(t) & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{pmatrix};$$

$$\begin{pmatrix} \dot{W}_{X1}(t) \\ \dot{W}_{Y1}(t) \\ \dot{W}_{Z1}(t) \end{pmatrix} = B^T(t) \cdot \begin{pmatrix} \dot{W}_X(t) \\ \dot{W}_Y(t) \\ \dot{W}_Z(t) \end{pmatrix};$$

$$\text{Pr}_{OX_{Ak}} \vec{W}_1(t) = ok_{11} \cdot \dot{W}_{X1}(t) + ok_{21} \cdot \dot{W}_{Y1}(t) + ok_{31} \cdot \dot{W}_{Z1}(t), \quad k = 1 \div 4;$$

где φ, ψ, ϑ — углы поворота вокруг осей карданного подвеса ГСП, входят в состав информации, поступающей от высокоточной ИНС; $\dot{W}_X, \dot{W}_Y, \dot{W}_Z$ — проекции кажущегося ускорения на оси инерциальной системы координат, входят в состав информации, поступающей от высокоточной ИНС; $ok_{11}, ok_{21}, ok_{31}$ — элементы матрицы Ok , определяющие номинальную ориентацию оси чувствительности МА Ак (см. выше раздел 1).

Формулы для расчета функций влияния погрешностей. Матрица функций влияния погрешностей H имеет размерность 4×16 и блочную структуру: 4 блока размерностью 4×4 . Поскольку векторное согласование выполняется по проекциям на оси чувствительности датчиков, то каждый блок представляет собой диагональную матрицу, у которой по диагонали располагаются функции влияния, соответствующие одной из 4-х групп погрешностей: $\delta\alpha_k$ — 1-я группа, $\delta\beta_k$ — 2-я группа, $\delta\rho k$ — 3-я группа, τk — 4-я группа, $k = 1 \div 4$. Формулы для расчета функций влияния следующие (соответствуют указанным группам погрешностей):

$$\begin{aligned} h_{k,k}^{(n)} &= \int_{\Delta T} \text{Pr}_{OX_{Ak}} \vec{W}_1(t_{n-1} + \tau) d\tau, \\ h_{k,k+4}^{(n)} &= - \int_{\Delta T} \text{Pr}_{OY_{Ak}} \vec{W}_1(t_{n-1} + \tau) d\tau, \\ h_{k,k+8}^{(n)} &= \sum_{i=1}^{\Delta T/\Delta t} \Delta W k(t_{n-1} + (i-1) \cdot \Delta t), \\ h_{k,k+12}^{(n)} &= -\Delta T; \\ \text{Pr}_{OZ_{Ak}} &= \vec{W}(t) = ok_{13} \cdot W_{X1}(t) + ok_{23} \cdot W_{Y1}(t) + ok_{33} \cdot W_{Z1}(t), \\ \text{Pr}_{OY_{Ak}} &= \vec{W}_1(t) = ok_{12} \cdot W_{X1}(t) + ok_{22} \cdot W_{Y1}(t) + ok_{32} \cdot W_{Z1}(t); \\ & \quad k = 1 \div 4; \end{aligned} \quad (4)$$

где $h_{k,l}^{(n)}$, $l = 1 \div 16$, — элементы матрицы функций влияния в n -м цикле оценивания погрешностей ($h_{k,l}^{(n)} = 0$ при $(k \bmod 4) \neq (l \bmod 4)$); ΔT — длительность цикла, с которым

выполняется оценивание; \vec{W}_1 — кажущееся ускорение в проекциях на оси базовой (связанной) системы координат ГСП; $\text{Пр}_{OY_{Ak}} \vec{W}_1$ и $\text{Пр}_{OZ_{Ak}} \vec{W}_1$ — проекция кажущегося ускорения \vec{W}_1 на оси, дополнительные к оси чувствительности МА Ак (см. выше рисунок 1); t_n — моменты времени, на которые осуществляется оценивание; ΔW_k — приращение за интервал Δt интеграла от проекции кажущегося ускорения на ось чувствительности МА Ак, входит в состав информации, поступающей из блока МА БИНС; $\dot{W}_{x1}, \dot{W}_{y1}, \dot{W}_{z1}$ — компонент кажущегося ускорения \vec{W}_1 ; $ok_{12}, ok_{22}, ok_{32}$ и $ok_{13}, ok_{23}, ok_{33}$ — элементы матрицы Ok , определяющие номинальную ориентацию осей, дополнительных к оси чувствительности МА Ак (см. выше раздел 1).

Метод оценивания погрешностей. Для оценивания погрешностей применяется метод рекуррентного оценивания Калмана-Бьюси, который строится на следующих рекуррентных формулах [3]:

$$\begin{aligned} K &= P^{(n-1)} \cdot (H^{(n)})^T \cdot \\ &\cdot (H^{(n)} \cdot P^{(n-1)} \cdot (H^{(n)})^T + \Delta T \cdot R)^{-1}; \\ P^{(n)} &= P^{(n-1)} - K \cdot H^{(n)} \cdot P^{(n-1)}; \\ \hat{x}^{(n)} &= \hat{x}^{(n-1)} + K \cdot (\hat{z}^{(n)} - H^{(n)} \cdot \hat{x}^{(n-1)}), \\ n &= 1, 2, 3, \dots \end{aligned} \quad (5)$$

Для запуска рекурсии задаются следующие начальные условия:

$\hat{x}_l^{(0)} = 0, l = 1 \div 16$, — компоненты вектора-оценок погрешностей \hat{x} ;

$$\begin{aligned} p_{k,k}^{(0)} &= p_{k+4,k+4}^{(0)} = \left(\frac{\pi}{180 \cdot 60} \cdot \frac{\alpha}{3} \right)^2, \\ p_{k+8,k+8}^{(0)} &= \left(\frac{0,015}{100 \cdot 3} \right)^2, \\ p_{k+12,k+12}^{(0)} &= \left(\frac{0,0015}{3} \right)^2, \\ k &= 1 \div 4; \end{aligned} \quad (6)$$

элементы диагональной матрицы P — ковариаций ошибок оценок, у которой первые два участка диагонали относятся к погрешностям ориентации осей чувствительности, третий — к погрешности масштабного коэффициента, четвертый — к погрешности «нулевого» сигнала ($p_{i,j}^{(0)} = 0, i \neq j$);

$r_{k,k} = \left(\frac{0,0001}{60 \cdot 3} \right)^2, k = 1 \div 4$, — элементы диагональные матрицы R — ковариаций остаточного «шума» в модели погрешностей МА ($r_{i,j} = 0, i \neq j$). Следует отметить, что маятниковые акселерометры имеют пренебрежимо малый уровень шума, или характеристику VRW (velocityrandomwalk). Принятая здесь величина $VRW = 0.0001$ м/с/√ч — условна, все последующие результаты будут получены относительно нее.

Значения диагональных элементов матриц P и R задаются в соответствии с таблицей 1 по характеристикам от запуска к запуску. Исключением являются элементы первых двух частей диагонали матрицы P , относящиеся к погрешностям ориентации осей

чувствительности (в (6) у этих элементов присутствует параметр α).

В настоящем методе, тарировка погрешностей ориентации осей чувствительности осуществляется относительно базовой (связанной) системы координат ГСП, в некотором смысле, решается задача привязки осей чувствительности к указанной системе координат. Поэтому параметр α в (6) характеризует 3σ погрешностей ориентации оси чувствительности относительно базовой системы координат ГСП, и отражает требование к конструктивной установке МА БИНС относительно ГСП. В следующем разделе представлены результаты отработки метода для вариантов: $\alpha = 20$ угл. мин. и $\alpha = 60$ угл. мин.

III. Результаты моделирования (отработки метода)

С целью получения результатов оценивая в условиях, приближенных к возможностям применяемой бортовой аппаратуры систем управления РН «Союз-2», выбраны следующие длительности интервалов:

- длительность такта формирования измерительной информации прибора БИНС $\Delta t = 0,004$ с;
- длительность цикла, с которым выполняется оценивание $\Delta T = 240 \cdot \Delta t = 0,96$ с;
- длительность цикла, с которым формируются φ, ψ, ϑ — углы поворота вокруг осей карданного подвеса ГСП, входят в состав информации, поступающей от ГСП, $15 \cdot \Delta t = 0,06$ с.

Отработка реализации алгоритма выполнялась по схеме, представленной на рисунке 2.

Таблица 2.1

Результаты отработки метода векторного согласования в части погрешностей ориентации ОЧ, результаты представлены в угл. с

Условия испытания метода	$\max \chi (\delta \alpha k - \delta \hat{\alpha} k) k = 1 \div 4$	$\max \chi (\delta \beta k - \delta \hat{\beta} k) k = 1 \div 4$
$\sigma(\vec{x}) = 0$ (оценка методической погрешности)	0.5	1.3
$3\sigma(\delta \alpha) = 3\sigma(\delta \beta) == 20$ угл. мин	0.5	1.3
$3\sigma(\delta \alpha) = 3\sigma(\delta \beta) == 60$ угл. мин	0.5	1.2

Таблица 2.2

Результаты отработки метода векторного согласования в части погрешностей масштабного коэффициента и «нулевого» сигнала, результаты представлены в % и м/с²

Условия испытания метода	$\max \chi (\delta \rho k - \delta \hat{\rho} k) k = 1 \div 4$	$\max \chi (\tau k - \hat{\tau} k) k = 1 \div 4$
$\sigma(\vec{x}) = 0$ (оценка методической погрешности)	$6.3 \cdot 10^{-4}$	$6 \cdot 10^{-5}$
$3\sigma(\delta \alpha) = 3\sigma(\delta \beta) == 20$ угл. мин	$1.9 \cdot 10^{-3}$	$6.4 \cdot 10^{-5}$
$3\sigma(\delta \alpha) = 3\sigma(\delta \beta) == 60$ угл. мин	$1.5 \cdot 10^{-2}$	$6.7 \cdot 10^{-5}$

В таблицах 2.1 и 2.2 представлены результаты отработки метода для 100 независимых запусков алгоритмов по указанной схеме. Результаты вычислялись по формуле: $\chi_\varepsilon = |m_\varepsilon| + 3 \cdot \sigma_\varepsilon$, где m_ε — мат. ожидание, σ_ε — СКО для ε — разности между задаваемой погрешностью и ее оценкой.

В первой строке таблицы представлены результаты оценки погрешностей при нулевых внесенных значениях. Эти результаты характеризуют методическую погрешность векторного согласования.

Во второй строке представлены результаты оценивания погрешностей при генерации значений погрешностей ориентации осей чувствительности МА БИНС относительно базовой системы координат ГСП на уровне 20 угл. с (3σ).

В третьей — результаты оценивания при генерации значений погрешностей ориентации осей чувствительности МА БИНС относительно базовой системы координат ГСП на уровне 60 угл. мин (3σ).



Рис. 2. Схема отработки реализации алгоритма.

IV. Заключение

Представленные результаты, полученные с помощью математического моделирования, показывают возможность тарировки избыточного числа МА БИНС путем векторного согласования с высокоточной ИНС. Показана возможность тарировки 4-х МА для состава погрешностей, включающего: погрешности ориентации осей чувствительности, масштабные коэффициенты и «нулевые» сигналы.

Результаты получены с учетом аддитивной шумовой составляющей с $VRW = 0.0001$ м/с/√ч при формировании выходной информации МА в соответствии с формулой (2).

Получены приемлемые результаты при допуске 20 угл. мин. для погрешностей ориентации осей чувствительности, масштабных коэффициентов и «нулевых» сигналов МА, а именно: «недооценки» для всех погрешностей в разы меньше уровней их стабильности в запуске, представленных в таблице 1. Это говорит о хорошей наблюдаемости погрешностей для числового материала, по

которому осуществлялась отработка метода (даже в условиях шума для МА). При допуске 60 угл. мин. имеем «недооценку» для масштабного коэффициента на уровне от запуска к запуску, т.е. при таких условиях в общем случае не удастся тарировка масштабного коэффициента.

V. Список литературы

- [1] Вдовин М.В., Гохфельд В.Д., Гурьева В.К. Метод векторного согласования БИНС с высокоточной ИНС // Ракетно-космическая техника: научно-технический сборник. — Сер. XI «Системы управления ракетных комплексов». Вып. 1. Екатеринбург, 2011. — С. 71–78.
- [2] Способ калибровки чувствительных элементов бесплатформенной инерциальной навигационной системы в полете [Текст]: пат. 2486472 Рос. Федерация: МПК G01 С 21/20/ Макаренко Ф.И. и др.; заявитель и патентообладатель ФГУП «НПЦ АП» — № 2012102723/28; заявл. 26.01.12; опубл. 27.06.13.
- [3] Степанов О.А. Основы теории оценивания с приложениями к задачам обработки навигационной информации [Текст] / О.А. Степанов. — ЦНИИ «Электронприбор», 2009.